



پیش‌بینی محدوده عدد پرائنتل آشفته در جت شیاری برخوردی با ترکیب مدل‌های مرتبه دوم رینولدز پایین

جواد محمّدپور^۱ و مهران رجبی زرگرآبادی^{۲*}

^۱ کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان

^۲ استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان

چکیده

این مقاله بر روی بهبود پیش‌بینی پارامترهای میدان جریان و انتقال حرارت از طریق ترکیب مدل‌های مرتبه دوم رینولدز پایین آشفته‌گی و مدل‌های مرتبه دوم شار حرارتی آشفته بحث می‌کند. یک جت شیاری برخوردی با نسبت $H/W = 6$ در سه عدد رینولدز متفاوت ۷۸۰۰، ۵۲۰۰ و ۱۰۴۰۰ مورد تحلیل قرار گرفته است. برای مدل سازی جمله شار حرارتی آشفته از سه مدل جبری مرتبه دوم صریح استفاده شده است. نتایج تحلیل عددی نشان می‌دهد که مدل‌های شار حرارتی آشفته تأثیر محسوسی در پیش‌بینی توزیع دما و عدد ناسلت در انتقال حرارت جت برخوردی دارند. مقایسه نتایج حل عددی با مقادیر تجربی موجود نشان می‌دهد که مدل یونیس در ترکیب با مدل‌های مرتبه دو رینولدز پایین جریان، پیش‌بینی قابل قبولی برای توزیع عدد ناسلت موضعی ارائه می‌دهد. به علاوه نتایج به دست آمده در تحقیق حاضر نشان می‌دهد که فرض ثابت بودن عدد پرائنتل آشفته در انتقال حرارت برخوردی دور از واقعیت بوده و این پارامتر در جت شیاری برخوردی، در محدوده ۰/۵ تا ۷ تغییر می‌کند. همچنین افزایش عدد رینولدز منجر به افزایش عدد پرائنتل آشفته در نواحی نزدیکی دیواره می‌شود اما این پارامتر تأثیر محسوسی بر عدد پرائنتل آشفته با در فواصل دور از دیوار ندارد.

کلمات کلیدی: انتقال حرارت برخوردی؛ مدل مرتبه دوم؛ عدد پرائنتل آشفته؛ مدل شار حرارتی جبری.

۱- مقدمه

برش قطعات، خشک کردن کاغذ، خنک کاری دیواره محفظه احتراق، صنعت غذایی، الکترونیکی، شیمیایی و ... اشاره کرد. به علت اهمیت بالای انتقال حرارت برخوردی در صنعت، مطالعات زیادی به صورت عددی و تجربی انجام شده است.

انتقال حرارت برخوردی به دلیل ایجاد ضریب انتقال حرارت جابجایی نسبتاً زیاد، یکی از موثرترین روش‌های خنک کاری در صنعت می‌باشد که کاربرد اصلی آن بر روی سطوحی است که دارای شار حرارتی بسیار بالایی می‌باشند. از کاربردهای صنعتی این روش می‌توان به خنک کاری پره‌های توربین گاز،

تهرانی و رجبی [۷] با ترکیب مدل‌های مرتبه دوم آشفته و شار حرارتی به نتایج قابل قبولی در مدل سازی جت برخوردی رسیدند. آن‌ها بیان داشتند که مدل شار حرارتی دالی و هارلو^۷ [۸] (GGDH) عدد ناسلت منطقه سکون را کم تر از داده‌های تجربی و مدل شار حرارتی آبی و سوگا^۸ [۹] (HOGGDH) بیشتر از مقادیر تجربی پیش‌بینی می‌کند. آنها نشان دادند که مدهای مرتبه دوم رینولدز بالا در پیش‌بینی پارامترهای جریان ناتوان اند.

یونیس^{۱۱} و همکاران [۱۰ و ۱۱]، یک مدل شار حرارتی بر اساس عدد رینولدز آشفته و گرادیان‌های سرعت معرفی کردند. آن‌ها با مشاهده ضعف این مدل در پیش‌بینی پارامترهای حرارتی نزدیک دیواره، مدل اصلاح شده خود [۱۲] را ارائه کردند. دیتز^{۱۲} و همکاران [۱۳] با مقایسه پنج مدل شار حرارتی جبری صریح در یک کانال نشان دادند که مدل اصلاح شده یونیس و همکاران [۱۲] انتقال حرارت نزدیک دیواره را با مطابقت قابل قبولی نسبت به نتایج تجربی پیش‌بینی می‌کند.

تحقیقات پیشین در زمینه انتقال حرارت برخوردی تا کنون با فرض ثابت بودن عدد پرانتل آشفته و در نظر گرفتن مقدار 0.185 برای آن انجام شده‌اند، این در حالی است که مطالعه حاضر نشان می‌دهد که فرض مقدار ثابت برای عدد پرانتل آشفته دور از واقعیت می‌باشد.

تحقیق حاضر تلاش جدیدی برای پیش‌بینی محدوده عدد پرانتل آشفته در یک جت شیباری برخوردی به دیوار است. در این راستا از مدل‌های مرتبه دوم برای مدل سازی جریان و انتقال حرارت آشفته جت برخوردی در اعداد رینولدز مختلف استفاده شده است. به منظور پیش‌بینی دقیق شار حرارتی آشفته، سه مدل شناخته شده مرتبه دوم جبری صریح مورد استفاده قرار گرفته است. در ادامه ضمن اعتبار سنجی نتایج تحلیل عددی، توزیع عدد پرانتل آشفته در جت برخوردی به دیوار به دست آمده است.

بهینا^۱ و همکاران [۱] مطالعه عددی بر روی جت برخوردی در جریان‌های رینولدز بالا با مدل‌های مختلف آشفته‌گی داشتند. آن‌ها نشان دادند که پیش‌بینی انتقال حرارت در نقطه سکون با استفاده از مدل $k-\epsilon$ استاندارد و عدد پرانتل ثابت، به طور مشهودی بیش از مقادیر تجربی می‌باشد. پلات^۲ و همکاران [۲] نتایج تجربی و عددی را برای انتقال حرارت برخوردی مقایسه کردند. آن‌ها نشان دادند که مدل $k-\epsilon$ استاندارد با تغییرات توابع دیواره قادر به پیش‌بینی انتقال حرارت در ناحیه سکون نخواهد بود. آن‌ها مدل‌های رینولدز پایین $k-\epsilon$ را همانند برخی مدل‌های آشفته پیشرفته برای شبیه سازی جت برخوردی پیشنهاد کردند. موجهمدار و ونگ^۳ [۳] با مقایسه پنج مدل رینولدز پایین نشان دادند که تصحیح یاپ با کاهش مقیاس طول آشفته‌گی در نزدیکی دیواره در مدل‌های رینولدز پایین می‌تواند پیش‌بینی عدد ناسلت موضعی را به داده‌های تجربی در هر دو ناحیه سکون و جت دیواره نزدیک کند. شی^۴ و همکاران [۴] اثرات مدل‌های آشفته‌گی RSM و $k-\epsilon$ را برای بررسی رفتار نزدیک دیواره، شدت آشفته‌گی، عدد رینولدز و شرایط مرزی در انتقال حرارت برخوردی مطالعه کردند. نتایج آن‌ها نشان می‌دهد که هر دو مدل $k-\epsilon$ و RSM، ضریب انتقال حرارت را ضعیف پیش‌بینی می‌کنند. آن‌ها برای جریان‌های محدود به دیواره پیشنهاد کردند که ترکیب معادلات از طریق ناحیه زیر لزج با استفاده از یک شبکه سلولی مناسب با مدل‌های رینولدز پایین ضروری می‌باشد.

ساندن و ابدان^۵ [۵] نشان دادند که مدل‌های آشفته‌گی دو معادله ای رینولدز پایین خطی و غیرخطی از قبیل $k-\epsilon$ و $k-\omega$ می‌توانند برای پیش‌بینی انتقال حرارت جت برخوردی با دقت قابل قبولی به کار گرفته شوند. کرفت^۶ و همکاران [۶]، مدل $k-\epsilon$ رینولدز پایین و سه مدل آشفته ممنوم دوم را برای یک هندسه متقارن مورد ارزیابی قرار دادند. تخمین بیشینه ضریب انتقال حرارت در ناحیه سکون توسط مدل $k-\epsilon$ رینولدز پایین در مطالعه آن‌ها گزارش شده است. بازدیدی

⁷ Daly and Harlow

⁸ Generalized Gradient Diffusion Hypothesis

⁹ Abe and Suga

¹⁰ Higher Order Generalized Gradient Diffusion Hypothesis

¹¹ Younis

¹² Dietz

¹ Behina

² Plat

³ Mujumdar and Wang

⁴ Shi

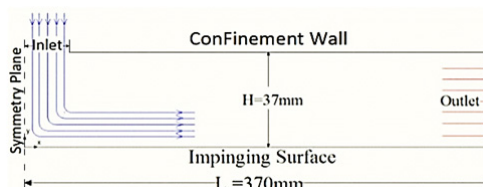
⁵ Sunden, Abdon

⁶ Craft

۲- هندسه و شرایط مرزی

مطابق شکل ۱، هندسه تحقیق حاضر یک شیار جت برخوردی دو بعدی است که با توجه به تقارن فیزیکی و هندسی فقط نیمی از میدان جریان برای تحلیل عددی در نظر گرفته شده است.

شرایط مرزی به کار گرفته شده در این مسئله همانند مطالعه ون هاینینگن^۱ [۱۴] می‌باشد. صفحه برخورد در دمای ثابت ۷۴/۶ درجه سانتیگراد و دیوار محدود کننده بالایی به صورت هم دما در دمای جت (۳۶/۱ درجه سانتیگراد) ثابت نگه داشته شده اند. همچنین فرض عدم لغزش برای تمامی دیواره‌ها اعمال شده است. سیال انتخابی هوا بوده و به صورت گاز ایده آل، تراکم ناپذیر و در فشار اتمسفر در نظر گرفته شده است.



شکل ۱ - محدوده محاسباتی و شرایط مرزی برای جت شیباری

دما در ورودی جت ۳۶/۱ درجه سانتیگراد و توزیع سرعت آن به صورت قاعده توانی فرض شده است. شدت آشفستگی در نازل جت ۰.۲٪ در نظر گرفته شده است [۳]. شرط مرزی سیال در خروج، فشار معلوم خروجی^۲ می‌باشد. دما و فشار در محل خروجی سیال، شرایط متعارف فرض شده است.

۳- معادلات حاکم

معادلات حاکم بر مسئله شامل معادله پیوستگی، ممنتوم و انرژی می‌باشند که به ترتیب در روابط (۱) الی (۳) نمایش داده شده اند:

$$\frac{\partial(\rho)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\left(\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} \right) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} [2\mu s_{i,j} - \rho \overline{u'_i u'_j}] \quad (2)$$

$$\left(\frac{\partial(\rho T)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i T)}{\partial x_i} \right) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu}{Pr} \frac{\partial T}{\partial x_j} - \rho \overline{\theta' u'_i} \right) \quad (3)$$

$\overline{u'_i u'_j}$ و $\overline{\theta' u'_i}$ به ترتیب تانسور تنش رینولدز و بردار شار حرارتی می‌باشند که هر دو نیاز به مدل سازی دارند.

۳-۱- میدان جریان (مدل‌های مرتبه دوم)

معادله دیفرانسیلی انتقال تنش‌های آشفستگی رینولدز به شکل معادله ۴ می‌باشد [۱۵]:

$$\frac{D}{Dt} (\overline{u'_i u'_j}) = P_{ij} + D_{ij,L} + D_{ij,T} + \phi_{ij} - \varepsilon_{ij} \quad (4)$$

عبارت‌های مورد استفاده این معادله در تحقیق حاضر، در جدول ۱ نشان داده شده است. اطلاعات بیشتر در خصوص ثوابت و ضرایب به کار رفته، در مراجع ذکر شده در جدول ۱ قابل دسترسی می‌باشد.

جدول ۱- جملات^۳ به کار رفته در مدل آشفستگی مرتبه

دوم جریان

$$D_{ij,L} = \frac{\partial}{\partial x_k} \left(\vartheta \frac{\partial \overline{u'_i u'_j}}{\partial x_k} \right) \quad \text{پخش مولکولی [۱۵]}$$

$$P_{ij} = - \left[(\overline{u'_i u'_j}) \frac{\partial \overline{u}_k}{\partial x_k} + (\overline{u'_i u'_j}) \frac{\partial \overline{u}_i}{\partial x_k} \right] \quad \text{تولید تنش [۱۵]}$$

$$D_{ij,T} = \frac{\partial}{\partial x_k} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial \overline{u'_i u'_j}}{\partial x_k} \right) \quad \text{پخش آشفستگی [۱۶]}$$

$$\phi_{ij} = \phi_{ij}^{(1)} + \phi_{ij}^{(2)} + \phi_{ij}^{(w)} \quad \text{فشار-کرنش [۱۷]}$$

$$\varepsilon_{ij} = \frac{2}{3} \delta_{ij} (\rho \varepsilon + Y_M) \quad \text{نرخ اضمحلال [۱۸]}$$

۳-۲- مدل‌های شار حرارتی

ساده ترین مدل به کار گرفته شده برای بردار شار حرارتی، مدل ساده پخش گردابه ای^۴ (SED) می‌باشد که یک مدل مرتبه اول بوده و مطابق زیر تعریف می‌شود [۸]:

³ Terms

⁴ Simple Eddy Diffusivity

¹ Van Heiningen

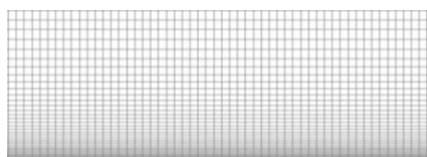
² Pressure-Outlet

به منظور کاهش خطای استفاده از عدد پرانتل آشفته ثابت، محققین بر اساس داده‌های تجربی و یا عددی، روابط جبری مختلفی برای تغییرات عدد پرانتل آشفته ارائه نموده اند. یکی از این روابط معادله (۱۰) می‌باشد که عدد پرانتل آشفته توسط آن قابل محاسبه خواهد بود [۲۱]:

$$\text{Pr}_t = \frac{\overline{u'v'} \frac{\partial \Theta}{\partial y}}{v' \theta \frac{\partial \overline{u}}{\partial y}} \quad (10)$$

۴- حل عددی

شبکه بندی مسئله حاضر توسط سلول‌های مستطیلی به دقت تولید و سپس مورد ارزیابی قرار گرفته اند. شبکه‌های ایجاد شده به صورت با سازمان^۲ تولید شده و در نزدیکی دیواره‌ها شبکه ریزتر شده است تا مقدار y^+ در محدوده مجاز قرار گیرد. این مقدار برای مدل‌های مرتبه دوم رینولدز پایین در حدود یک ($y^+ < 1$) می‌باشد. در شکل ۲ نمایی از شبکه بندی در نزدیکی دیواره برخورد نمایش داده شده است، همانطور که مشاهده می‌شود، برای قرار گرفتن y^+ در محدوده مجاز، تراکم شبکه‌های ایجاد شده در نزدیکی دیواره به طور محسوسی افزایش یافته است.



شکل ۲- شبکه بندی مسئله حاضر در نزدیکی دیواره برخورد

گام بعدی حصول اطمینان از مستقل بودن حل مسئله از تعداد شبکه‌های محاسباتی می‌باشد. در شکل ۳ تغییرات عدد ناسلت در جهت جریان با مدل آشفته رینولدز پایین تنش رینولدز به همراه مدل شار حرارتی GGDH برای چند شبکه بندی با تعداد متفاوت در عدد رینولدز ۵۲۰۰ رسم شده است. مطابق این شکل شبکه بندی 500×100 به دلیل نداشتن تغییرات محسوس در پیش‌بینی عدد ناسلت می‌تواند به عنوان شبکه محاسباتی مرجع قرار گیرد.

$$\overline{u_i \theta} = - \frac{\vartheta_t}{\text{Pr}_t} \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (5)$$

در این مدل عدد پرانتل آشفته معمولاً ثابت و برابر ۰/۸۵ فرض می‌شود. لاندن [۱۹] نشان داد که اگر تنش‌های رینولدز، به کمک مدل‌های میدان جریان آشفته و مدل سازی شار حرارتی آشفته لحاظ شوند، نتایج مناسب تری حاصل خواهد شد. بنابراین دالی و هارلو یک مدل کلی پخش گرادیان (GGDH) را ارائه کردند [۹]. در این مدل C_θ ضریب مدل است که معمولاً حدود ۰/۳ فرض شده و τ مقیاس زمانی آشفته است و معمولاً به صورت $\tau = \frac{k}{\varepsilon}$ ارائه می‌شود [۹]. سوگا و آبی [۱۰] مدلی با عنوان مدل مرتبه بالای پخش گرادیان HOGGDH معرفی کردند که یکی از کاربردی ترین مدل‌های شار حرارتی آشفته به ویژه در شرایط نزدیک دیواره می‌باشد.

$$\overline{u_i \theta} = -C_\theta k \tau (\sigma_{ij} + \alpha_{ij}) \frac{\partial \Theta}{\partial x_j} \quad (6)$$

یونیس^۱ و همکاران [۱۲] یکی از پیچیده ترین مدل‌های جبری را ارائه کردند. این مدل اثرات غیر همگن بودن را با ترکیب جملات تنش رینولدز و گرادیان‌های سرعت در نظر می‌گیرد. مدل آن‌ها به صورت معادله (۷) تعریف می‌شود

$$\overline{u_i \theta} = -C_1 \frac{k^2}{\varepsilon} \frac{\partial T}{\partial x_i} - C_2 \frac{k}{\varepsilon} \overline{u_i u_j} \frac{\partial T}{\partial x_j} - C_3 \frac{k^3}{\varepsilon^2} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \frac{\partial T}{\partial x_j} - C_4 \frac{k^2}{\varepsilon^2} \left(\overline{u_i u_k} \frac{\partial u_j}{\partial x_k} + \overline{u_j u_k} \frac{\partial u_i}{\partial x_k} \right) \frac{\partial T}{\partial x_j} \quad (7)$$

۳-۳- عدد پرانتل آشفته

عدد پرانتل آشفته به صورت نسبت پخش گردابه‌ای ممتوم به پخش گردابه‌ای گرما تعریف می‌شود [۲۰]:

$$\text{Pr}_t = \frac{\varepsilon_M}{\varepsilon_H} \quad (8)$$

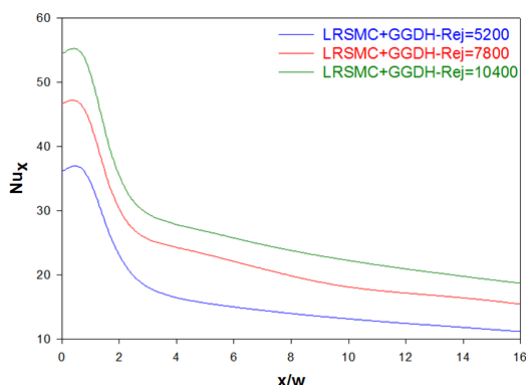
این نسبت در جریان‌های مهندسی معمولاً ثابت و برابر ۰/۸۵ در نظر گرفته می‌شود. در حالی که عدد پرانتل آشفته بیانگر نسبت چسبندگی گردابه‌ای به پخش گردابه‌ای می‌باشد:

$$\text{Pr}_t = \frac{\vartheta_t}{\alpha_t} \quad (9)$$

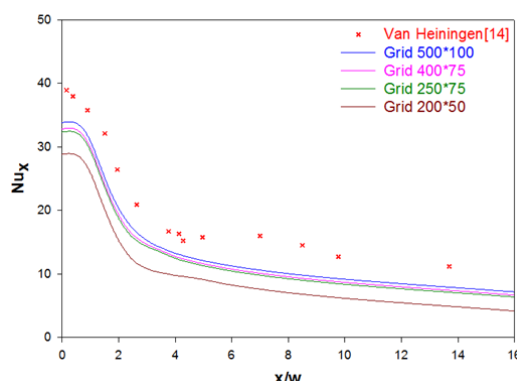
فرض ثابت بودن این پارامتر به این معنی است که در شرایط جریانی و هندسی مختلف این نسبت بدون تغییر خواهد بود.

² Structured

¹ Younis

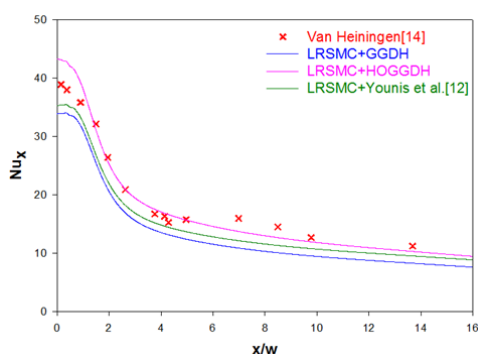


شکل ۴- تأثیر تغییرات عدد رینولدز بر روی توزیع عدد ناسلت موضعی در جهت جریان



شکل ۳- اثر اندازه شبکه بر پیش‌بینی عدد ناسلت موضعی

در شکل ۵ نتایج محاسبه توزیع عدد ناسلت موضعی با استفاده از سه مدل شار حرارتی مختلف با مقادیر تجربی [۱۴] مورد مقایسه قرار گرفته است. مطابق این شکل، مدل حرارتی HOGGDH مقدار عدد ناسلت را در ناحیه سکون بیش از مقادیر تجربی پیش‌بینی می‌کند. دلایل این امر وابستگی بسیار زیاد این مدل به تنش‌های رینولدز و بالا بودن مقادیر تنش‌ها و گرادیان‌های سرعت در این منطقه می‌باشد. این مدل در ناحیه جت دیواره مطابقت خوبی با مقادیر تجربی دارد. مدل GGDH به دلیل وابستگی کمتر به تنش‌های رینولدز، عدد ناسلت را در تمامی نواحی و به خصوص در ناحیه برخورد کمتر از مقادیر تجربی پیش‌بینی می‌کند. بررسی نتایج این سه مدل نشان می‌دهد که مدل اصلاح شده یونیس و همکاران [۱۲] به طور کلی بهترین مطابقت را با مقادیر تجربی دارد.



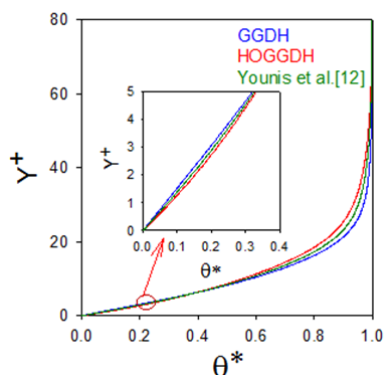
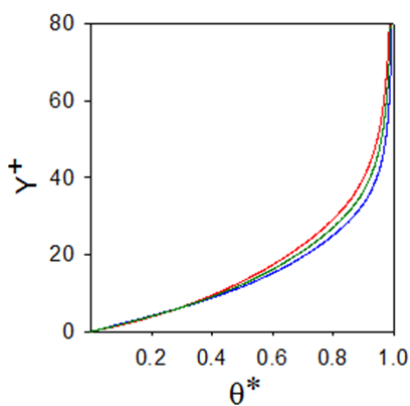
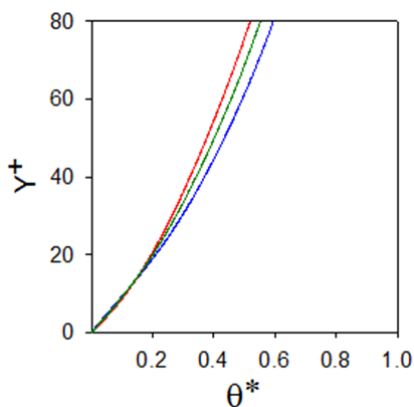
شکل ۵- تغییرات عدد ناسلت موضعی در طول جریان با مدل‌های مختلف شار حرارتی در عدد رینولدز ۵۲۰۰

شبیه‌سازی عددی میدان جریان و انتقال حرارت به روش حجم کنترلی در یک هندسه دو بعدی و در شرایط دائم انجام شده است. در تحلیل حاضر از فرمول بندی تفکیکی و روش مجزا سازی مرتبه دوم استفاده شده و ارتباط میان فشار و سرعت از طریق الگوریتم سیمپل برقرار شده است. مبنای همگرایی جواب‌ها، میزان باقیمانده نسبی 10^{-5} در نظر گرفته شده است. حل عددی کلیه معادلات حاکم و معادلات آشفستگی انتقال حرارت از طریق یک کد محاسباتی توسعه داده شده به زبان C انجام شده است.

۵- نتایج

در این تحقیق سه عدد رینولدز متفاوت (۵۲۰۰، ۷۸۰۰ و ۱۰۴۰۰) در یک هندسه مشخص ($H/W=6$) مورد بررسی قرار گرفته‌اند. نتایج شبیه‌سازی عددی با مقادیر تجربی موجود [۱۴] مقایسه شده است.

شکل ۴ تغییرات عدد ناسلت موضعی در جهت جریان را برای سه عدد رینولدز ۵۲۰۰، ۷۸۰۰ و ۱۰۴۰۰ نشان می‌دهد. مطابق شکل، بیشترین نرخ انتقال حرارت مربوط به ناحیه برخورد (سکون) جت با صفحه بوده و با دور شدن از ناحیه برخورد، عدد ناسلت به طور محسوسی کاهش می‌یابد. همچنین با افزایش عدد رینولدز، مقدار عدد ناسلت به ویژه در ناحیه برخورد افزایش قابل توجهی دارد که این امر به علت افزایش سرعت برخورد جت با سطح و افزایش دبی سیال خنک می‌باشد.

الف) $x/L=0.1$ ب) $x/L=0.2$ ج) $x/L=0.6$

شکل ۶- توزیع دما در عدد رینولدز ۵۲۰۰

اثر مدل شار حرارتی بر توزیع دمای جت در شکل ۶ نشان داده شده است. همان گونه که در این شکل نشان داده شده است، در x/L های کوچک که بیش تر متأثر از جریان جت و دمای آن هستند، توزیع دما دارای گرادیان شدید در جهت عمود بر دیواره بوده و در نتیجه مقدار دمای بی بعد با شیب بسیار زیاد به عدد یک نزدیک خواهد شد. با حرکت سیال در طول دیواره، دمای متوسط جریان در اثر انتقال حرارت با دیواره افزایش یافته و لایه مرزی حرارت در جهت عمود بر دیواره گسترش می یابد (شکل ۷ را ببینید).

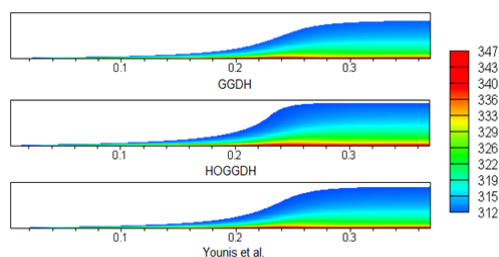
در y/H های کوچک، پروفیل دمای به دست آمده از مدل HOGGDH دارای شیب بیشتری از پروفیل دمایی سه مدل دیگر است و به همین دلیل مدل HOGGDH مقدار عدد ناسلت را در ناحیه سکون بیشتر از مدل های دیگر پیش بینی می کند.

توزیع دما با استفاده از مدل های شار حرارتی آشفته مختلف در شکل ۷ مورد مقایسه قرار گرفته است. از این شکل می توان دریافت که پخش حرارت به خصوص در انتهای میدان جریان، توسط HOGGDH بیش از دو مدل دیگر می باشد.

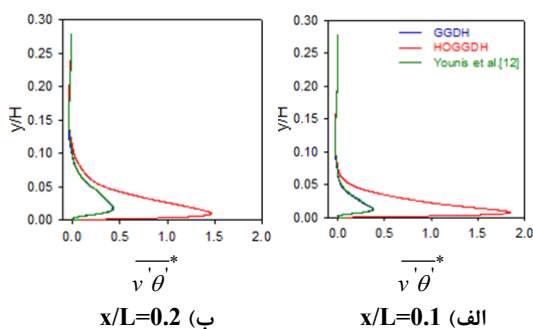
پخش زیاد حرارت در این مدل منجر به کاهش گرادیان دما در جت به خصوص در فواصل دور از ناحیه برخورد شده که این امر در شکل ۶ نیز به وضوح دیده می شود. توزیع دمای بدست آمده با مدل های GGDH و یونیس و همکاران [۱۲] رشد کمتر لایه مرزی حرارتی را نسبت به مدل HOGGDH نشان می دهند، که این امر بر روی گرادیان دمایی و تغییرات عدد ناسلت تأثیر گذار خواهد بود (شکل- های ۵ و ۶ را ببینید).

شکل های ۸ و ۹ بردارهای شار حرارتی در جهت جریان و عمود بر دیواره را نشان می دهند. به دلیل رفتار مشابه، مقادیر شار حرارتی فقط در عدد رینولدز ۵۲۰۰ ارائه شده است. هر دو شکل تا محدوده $y/H < 0.3$ رسم شده اند، زیرا برای y/H بزرگ تر از این مقدار گرادیان های سرعت و دما قابل صرف نظر می باشند. در نزدیکی دیواره ($y/H < 0.1$) مدل HOGGDH مقادیر بیشتری را برای بردار شار حرارتی در جهت جریان نسبت به دو مدل دیگر پیش بینی می کند.

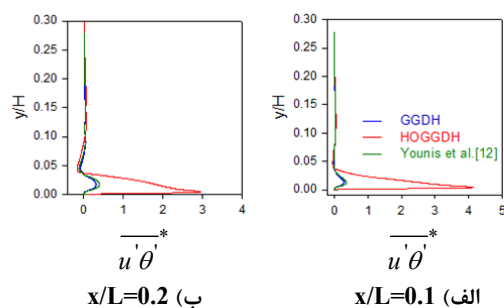
حرارتی در جهت عرضی نسبت به دو مدل دیگر پیش‌بینی می‌کند. مدل GGDH و یونیس و همکاران [۱۲] مقادیر تقریباً بزرگی را برای بردار شار حرارتی عمود بر دیواره نسبت به بردار موازی دیواره پیش‌بینی می‌کنند. اساساً گرادیان بردار شار حرارتی عرضی مانند یک جمله چاه در معادله انرژی عمل می‌کند و نرخ حرارت را کاهش می‌دهد.



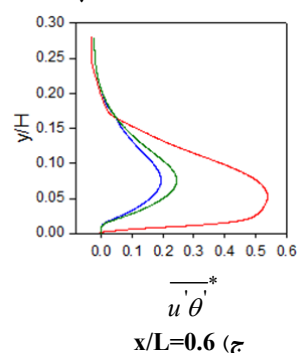
شکل ۷- توزیع دما بی بعد در جت شیاری در رینولدز ۵۲۰۰



شکل ۹- توزیع شار حرارتی آشفته عرضی در رینولدز ۵۲۰۰



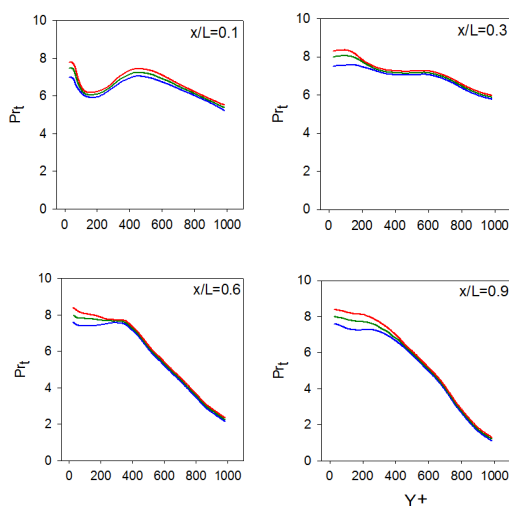
شکل ۸- مقایسه توزیع شار حرارتی آشفته در جهت جریان در رینولدز ۵۲۰۰



شکل ۸- مقایسه توزیع شار حرارتی آشفته در جهت جریان در رینولدز ۵۲۰۰

با مشخص بودن مقادیر شار حرارتی آشفته و تنش های رینولدز، عددپرانتل آشفته از طریق رابطه (۱۰) قابل محاسبه خواهد بود. آنالوژی رینولدز بیان می‌دارد که عدد پرانتل آشفته به یک مقدار همگرا می‌شود و مقدار آن عموماً برابر ۰/۸۵ در نظر گرفته می‌شود [۸]. نتایج تجربی و شبیه سازی عددی مستقیم نشان می‌دهد که عدد پرانتل آشفته در جریان‌های ساده نیز در نواحی مختلف جریان تغییرات قابل توجهی دارد. عدد پرانتل آشفته در جریان داخل یک لوله هم دما از نزدیکی دیواره تا مرکز لوله بین ۰/۲ تا ۲/۳ متغیر است [۲۲]. همچنین در جریان آشفته توسعه یافته در داخل کانال عدد پرانتل آشفته در محدوده ۰/۲ تا ۲/۳ قرار دارد [۲۳]. رجبی و بازدیدی تهرانی [۲۴] نشان دادند که فرض عدد پرانتل آشفته ثابت و برابر ۰/۸۵ برای خنک کاری لایه ای دور از واقعیت بوده و این پارامتر در موقعیت‌های مختلف و اعداد رینولدز متفاوت دارای مقادیر متغیر می‌باشد. از آن جا که مدل یونیس و همکاران [۱۲] نسبت به دو مدل دیگر نتایج قابل قبول تری ارائه می‌دهد، بنابراین محاسبه عدد پرانتل آشفته با استفاده از همین مدل و از طریق رابطه (۱۰) انجام شده است.

همچنین بر اساس نتایج عدد ناسلت موضعی در جهت جریان در شکل ۵، می‌توان نتیجه گرفت که مدل HOGGDH در حالت کلی انتقال حرارت آشفته را بیشتر پیش‌بینی می‌کند. همانطور که پیش تر گفته شد دلیل این امر وابستگی بسیار زیاد این مدل به تنش‌های رینولدز می‌باشد که دارای مقادیر بزرگی در نزدیکی دیواره جت برخوردی می‌باشند. شکل ۹ بردار شار حرارتی در جهت عمود بر دیواره را در عدد رینولدز ۵۲۰۰ نشان می‌دهد. مانند شکل ۸، مدل HOGGDH مقادیر بیشتری را برای بردار شار



شکل ۱۱- مقایسه تغییرات عدد پرائنتل آشفته در مقاطع مختلف برای اعداد رینولدز متفاوت

۶- نتیجه گیری

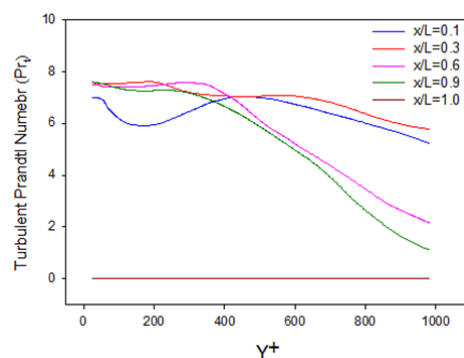
در این تحقیق بهبود پیش‌بینی پارامترهای میدان جریان و انتقال حرارت از طریق ترکیب مدل‌های مرتبه دوم رینولدز پایین آشفتگی جریان و مدل‌های مرتبه دوم جبری شار حرارتی در یک جت برخوردی شباهت انجام شده است. نتایج حاصل از عبارت است از:

مدل‌های شار حرارتی نقش بسیار مهمی در دقت پیش‌بینی پارامترهای میدان جریان و میدان انتقال حرارت در جریان‌های پیچیده ایفا می‌کنند.

ترکیب مدل‌های مرتبه دوم جریان و انتقال حرارت آشفته مقادیر عدد ناسلت موضعی را با مطابقت قابل قبولی در مقایسه با داده‌های تجربی پیش‌بینی می‌کنند.

به دلیل وابستگی بسیار زیاد مدل HOGGDH به تنش‌های رینولدز، این مدل بردار شار حرارتی در جهت جریان و همین عدد ناسلت موضعی در منطقه سکون را بیشتر از مدل‌های دیگر پیش‌بینی می‌کند.

مدل یونیس و همکاران [۱۲] به دلیل در نظر گرفتن اثرات نزدیک دیواره پیش‌بینی قابل قبول تری در پیش‌بینی عدد ناسلت موضعی دارد.



شکل ۱۰- تغییرات عدد پرائنتل آشفته در مقاطع مختلف در عدد رینولدز ۵۲۰۰

شکل ۱۰ تغییرات عدد پرائنتل آشفته در فواصل مختلف از ناحیه برخورد را در عدد رینولدز ۵۲۰۰ نشان می‌دهد. در فاصله $x/L=0/1$ به علت نزدیک بودن به ناحیه برخورد جت با دیواره و گرادیان‌های شدید دما و سرعت، تغییرات عدد پرائنتل آشفته زیاد بوده و رفتار یکسان با پروفیل‌های دیگر از خود نشان نمی‌دهد.

با افزایش فاصله از ناحیه برخورد ($x/L > 0/1$) در تمام پروفیل‌های رسم شده، عدد پرائنتل آشفته با افزایش Y^+ کاهش می‌یابد. دلیل این امر کاهش مقادیر گرادیان دما و تنش برشی و افزایش گرادیان سرعت در جهت جریان با فاصله گرفتن از صفحه برخورد می‌باشد (رابطه ۱۰ را ببینید). پروفیل‌های رسم شده در شکل ۱۰ اثبات می‌کنند که فرض عدد پرائنتل آشفته برابر $0/85$ دور از واقعیت بوده و مقدار این پارامتر در نواحی مختلف متغیر می‌باشد، برای مثال مقدار میانگین عدد پرائنتل آشفته در $x/L=0/3$ و $x/L=0/6$ به ترتیب برابر $7/05$ و $6/29$ می‌باشد.

شکل ۱۱ تغییرات عدد پرائنتل آشفته را بر اساس سه عدد رینولدز متفاوت در مقاطع مختلف نشان می‌دهد. نکته قابل تأمل، افزایش عدد پرائنتل آشفته با افزایش عدد رینولدز در نزدیکی دیواره می‌باشد. با فاصله گرفتن از دیواره و افزایش مقدار Y^+ پروفیل‌های پیش‌بینی شده در اعداد رینولدز متفاوت برای هر مقطع به هم نزدیک شده و رفتار یکسانی پیدا می‌کنند.

ε_M	ضریب پخش گردابه ای جریان
ε_H	ضریب پخش گردابه ای حرارتی
Θ^*	دمای بی بعد $\left(= \frac{T_{imp} - T}{T_{imp} - T_f} \right)$
$(\cdot)^*$	مقادیر بی بعد
$(\cdot)'$	مقادیر نوسانی
(\cdot)	مقادیر رینولدز متوسط گیری شده

مراجع

- [1] Behnia M, Parneix S, Shabany Y, Durbin PA (1999) Numerical study of turbulent heat transfer in confined and unconfined impinging jets, Int J Heat Fluid Flow, 20: 1-9.
- [2] Plat S, Huang B, Mujumdar AS, Douglas WJ (1989) Numerical flow and heat transfer under impinging jets, Annual Review of Num Fluid Mechs and Heat Transfer, 2: 157-197.
- [3] Wang SJ, Mujumdar AS (2005) A comparative study of five low Reynolds number k-ε models for impingement heat transfer, Applied Thermal Engineering, 25: 31-44.
- [4] Shi YL, Ray MB, Mujumdar AS (2002) Computational study of impingement heat transfer under a turbulent slot jet, Industrial & Engineering Chemistry Research, 18: 4643-4651.
- [5] Sunden B, Rongguang J, Abdou A (2004) Computation of combined turbulent convective and impingement heat transfer, Int J of Num Methods for Heat & Fluid Flow, 14: 116-133.
- [6] Craft TJ, Graham LJ, Launder BE (1993) Impinging jet studies for turbulence model assessment-II. An examination of the performance of four turbulence models, Int J Heat Mass Transfer, 36: 2685-2697.
- [7] Bazdidi TF, Rajabi ZM (2008) Application of second moment closure and higher order generalized gradient diffusion hypothesis to impingement heat transfer, Transactions of The CSME, 32: 91-105.
- [8] Daly BJ, Harlow FH (1970) Transport Equation in Turbulence, Phys Fluids, 13: 2634-2649.
- [9] Suga K, Abe K (2000) Nonlinear eddy viscosity modeling for turbulence and heat transfer near wall and shear-free boundaries, Int J Heat Fluid Flow, 21: 37-48.
- [10] Younis BA, Speziale CG, Clark TT (1995) A non-linear algebraic model for the turbulent scalar

افزایش عدد رینولدز منجر به افزایش عدد پراانتل آشفته در نواحی نزدیکی دیواره شده ولی با افزایش فاصله از دیواره تأثیر محسوسی بر مقدار پراانتل آشفته ندارد. فرض عدد پراانتل آشفته ثابت ۰/۸۵ دور از واقعیت می باشد. عدد پراانتل آشفته در جت برخوردی مورد بررسی در این تحقیق در محدوده ۰/۵ تا ۷ در نزدیکی دیواره تا دور از آن تغییر می کند.

۷- فهرست علائم

K	ضریب هدایت گرمایی
k	انرژی جنبشی آشفته
L	طول صفحه برخورد
Nu	عدد ناسلت $\left(= \frac{hw}{K} \right)$
P	فشار
Pr, Pr_t	عدد پراانتل آرام و آشفته
S_{ij}	تانسور کرنش $\left(= \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right)$
T	دمای استاتیک
t	زمان
U	سرعت
U_b	سرعت توده جت
$\overline{u'\theta'}^*$	بردار شار حرارتی بی بعد موازی دیواره $\left(= \overline{u'\theta'} * 100 / (U_b * \Delta T) \right)$
$\overline{v'\theta'}^*$	بردار شار حرارتی بی بعد موازی دیواره $\left(= \overline{v'\theta'} * 100 / (U_b * \Delta T) \right)$
W	عرض شیار جت
y^+	فاصله بی بعد از دیواره
Y_M	اضمحلال انبساطی
علائم یونانی	
μ, μ_t	ویسکوزیته آرام و آشفته
ρ	چگالی
ε	نرخ اضمحلال انرژی جنبشی آشفته

- [17] Gibson MM, Launder BE (1978) Ground Effects on pressure fluctuations in the atmospheric boundary layer, *J Fluid Mechs*, 86: 491–511.
- [18] Sarkar S, Balakrishnan L (1990) Application of a Reynolds-stress turbulence model to the compressible shear layer, ICASE report 90–18, NASA CR 182002.
- [19] Launder BE, (1988) On the computation of convective heat transfer in complex turbulent flows, *AMSE J of Heat Transfer*, 110: 1112–1128
- [20] Kays WM, Crawford ME (1993) *Convective heat and mass transfer*, 3rd Ed., McGraw Hill, N.Y.
- [21] Kong H, Choi H, Lee JS (2000) Direct numerical simulation of turbulent thermal boundary layers, *Phys of Fluids*, 12: 2555–2568.
- [22] Redjem-Saad L, Ould-Rouissm M, Lauriat G (2007) Direct numerical simulation of turbulent heat transfer in pipe flows: Effect of Prandtl number, *Int J of Heat and Fluid Fl*, 28: 847–861.
- [23] Hirota M, Fujita H, Yokosawa H, Nakai H, Itoh H (1997) Turbulent heat transfer in a square duct, *Int J of Heat and Fluid Fl*, 18: 170–180.
- [24] Rajabi ZM, Bazdidi TF (2010) Implicit algebraic model for predicting turbulent heat flux in film cooling flow, *Int J Numer. Meth Fluids*, 64:517–531.
- fluxes. Tech Rep LA-UR-95-3148/NASA-CR-201796, Los Alamos Natl Lab/NASA.
- [11] Younis BA, Speziale CG, Clark TT (2005) A rational model for the turbulent scalar fluxes, *Proc. R. Soc*, 461: 575–594.
- [12] Younis B.A, Weigand, B, Spring S (2007) An explicit algebraic model for turbulent heat transfer in wall-bounded flow with streamline curvature, *J Heat Transfer*, 129: 425–433.
- [13] Dietz CF, Neumann SO, Weigand B (2007) A comparative study of the performance of explicit algebraic models for the turbulent heat flux, *Numerical Heat Transfer*, 52: 101–126.
- [14] Van Heiningen ARP, (1982) Heat transfer under an impinging slot jet, Ph.D. Thesis, Department of Chemical Engineering, McGill University, Montreal, Quebec, Canada.
- [15] Hanjalic K, Launder BE, (1972) A Reynolds stress model of turbulence and its application to thin shear. *J of Fluid Mechs*, 52: 609–638.
- [16] Lien FS, Leschziner MA (1994) Assessment of turbulent transport models including non-linear RNG eddy-viscosity formulation and second-moment closure. *Computers and Fluids*, 23: 983–1004.